

Р о з д і л 3 . К е р у в а н н я

2. Патент Российской федерации на полезную модель 43845. Система посадки летательного аппарата на трос. В 64 F 1/02, 2005 // *В.В. Редников*.
3. *Иванов А.Г.* Моделирование движения самолета на этапе посадки. // Проблемы управления с гарантированным результатом. – Е.: - 1992 - С.15-26.
4. *Кузьмин В. П., Ярошевский В. А.* Оценка предельных отклонений параметров траекторий самолета при автоматической посадке // Уч. зап. ЦАГИ, 1984. - С. 43-56.
5. *Асланян А. Э.* Системы автоматического управления полётом летательных аппаратов. – К.: КВВАИУ, 1983 – 430с.
6. *Боткин Н. Д., Пацко В. С., Турова В. Л.* Разработка алгоритмов построения экстремальных ветровых возмущений. – С.: ИММ УрО АН СССР, 1987 - 57с.
7. *Боткин Н. Д., Кейн В. М., Пацко В. С., Турова В. Л.* Управление самолетом на посадке при сдвиге ветра. – П.: ПУТИ, 1989 - 235с.
8. *Бурнашев В. В., Збруцький О. В.* Синтез траєкторії вирівнювання літака в режимі автоматичного приземлення – К.: "Вести КПИ" №1, – 2008 – С. 81 – 87.
9. *Корнеев В. А., Меликян А. А., Титовский И. Н.* Стабилизация глиссады самолета при ветровых возмущениях в минимаксной постановке // Изв. АН СССР. - 1985. - № 3. С. 132-139.
10. *Пантелеев А. В., Летова Т. А.* Методы оптимизации в примерах и задачах: Учеб. пособие. — М.: Высш. шк., 2008 - 242с.
11. *Алёшина Е. А., Пантелеев А. В.* Разработка алгоритмического и программного обеспечения метаэвристических методов оптимизации. /Проектно-конструкторские и производственные вопросы создания перспективной авиационной техники // Под ред. проф. Ю. Ю. Комарова. — М.: Изд-во МАИ, 2009. — 424 с.

УДК 629.7.025.73

В. В. Сухов, Я. С. Козей, А. С. Гетьман

АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ КРИЛА З СОНЯЧНИМИ ЕЛЕМЕНТАМИ

Вступ

Використання сонячних батарей в літакобудуванні розпочалося у середині сімдесятих років минулого століття і стало важливим досягненням [1]. Завдяки сонячній енергії літаки в небі можуть перебувати досить

тривалий час. Такі літальні апарати необхідні для зв'язку і розвідки, а також для спостереження в цивільних і наукових цілях [2].

В загальному випадку, сонячні елементи розміщуються на аеродинамічних поверхнях (крило, горизонтальне оперення) [3], що з одного боку забезпечує більшу площу поверхні під елементи, а з іншого створює певні труднощі в формуванні аеродинамічних параметрів крила, в забезпеченні жорсткості та стійкості крила до дії знакозмінних навантажень, сприяє збільшенню маси літака, а в окремих випадках, суттєво впливає на вибір аеродинамічної схеми літального апарату [4], [5].

В якості сонячних елементів використовують як жорсткі, так і гнучкі панелі. Для умов експлуатації на літальному апараті найбільш ефективними являються жорсткі полікристалічні сонячні елементи, ефективність яких в 1.5 – 2 рази вища ніж у гнучких, а вартість в 2 – 2.5 раз нижча. Проте, експлуатація подібних елементів потребує їх захисту від впливу зовнішнього середовища та накладає обмеження на величину їх деформацій.

В цих умовах традиційний підхід до проектування крила літака є нерациональним, оскільки він не враховує вищесказані особливості.

Постановка задачі

Метою даної роботи є обґрунтування загального підходу з визначення базових параметрів крила літака на сонячній енергії та розробка алгоритму для їх розрахунку.

Результати дослідження

Крило є основною частиною літака, і його аеродинамічні характеристики є визначальними для характеристики літака в цілому. В свою чергу аеродинаміка крила залежить від його геометричних параметрів, таких як: S – площа, L – розмах, λ – видовження, η – звуження, b – хорда профілю, \bar{b} – відносна товщина і \bar{f} – кривизна профілю.

Початковими даними для вибору геометричних параметрів крила з сонячними елементами є злітна маса G та аеродинамічна якість літака K . Значення даних параметрів визначається на етапі формування технічного завдання, на основі аналізу аналогів, розрахунку мас в першому наближенні та рекомендацій фахівців [6].

Виходячи з особливостей літального апарату цього класу надзвичайно важливою характеристикою є його аеродинамічна якість, яка, з однієї сторони, визначає льотну досконалість літака, а з іншого, є визначальною при проектуванні енергоустановки (сонячні елементи, засоби стабілізації та контролю) та виборі силової установки (двигун, гвинт). Збільшення аеродинамічної якості є одним з пріоритетних завдань.

Алгоритм проектування енергоустановки починається з визначення необхідної сумарної потужності сонячних елементів. Маючи значення аеродинамічної якості та злітної маси можна визначити необхідну тягу гвинтомоторної пари (P) [6]:

$$P = \frac{G}{K}. \quad (1)$$

Тяга силової установки, в свою чергу, являється функцією від потужності двигуна (N), діаметру (d) та кроку (H) гвинта

$$P = f(N, d, H). \quad (2)$$

Для забезпечення горизонтального режиму польоту та живлення за рахунок тільки сонячної енергії, потужність енергоустановки (W) повинна бути не меншою за необхідну потужність двигуна (N)

$$N \leq W(U, I), \quad (3)$$

де U – напруга, I – сила струму.

Маючи значення необхідної потужності сонячної енергоустановки обираємо базовий сонячний елемент та розраховуємо їх кількість. Виходячи з кількості, геометрії сонячних елементів та компоновальних особливостей, розраховується загальна площа сонячних елементів та необхідний, для встановлення енергоустановки, розмах крила, з виразу:

$$S_{\phi} = nS_{C.E.}, \quad L_{\phi} = n(L_{C.E.} + \Delta), \quad (4)$$

де $S_{C.E.}$ – площа сонячного елемента, $L_{C.E.}$ – довжина сонячного елемента, Δ – технологічний припуск (2 – 3 мм).

Найбільший вплив на аеродинамічні характеристики крила має його профіль. При цьому необхідно враховувати: з одного боку – призначення ЛА і передбачуваний діапазон швидкостей його польоту, з іншого – властивості міцності та технологічні можливості конструкції крила.

З точки зору аеродинаміки, найбільш вигідним є профіль, що має високе значення коефіцієнта підйомної сили C_y на великих кутах атаки крила і високу аеродинамічну якість K на помірних кутах. Високе значення C_y дозволяє при заданій площі крила зменшити швидкості зльоту і посадки літака, а висока аеродинамічна якість забезпечує максимальну дальність польоту при заданій конфігурації силової установки.

Вплив відносної товщини профілю на його аеродинамічну якість досліджено на прикладі п'яти профілів, результати наведені на рис. 1.

Як показує графік (рис. 1), збільшення відносної товщини зменшує аеродинамічну якість профілю. Профілі з відносною товщиною більшою за 12% значно поступаються, за параметром аеродинамічної якості, профілям з відносною товщиною < 12%.

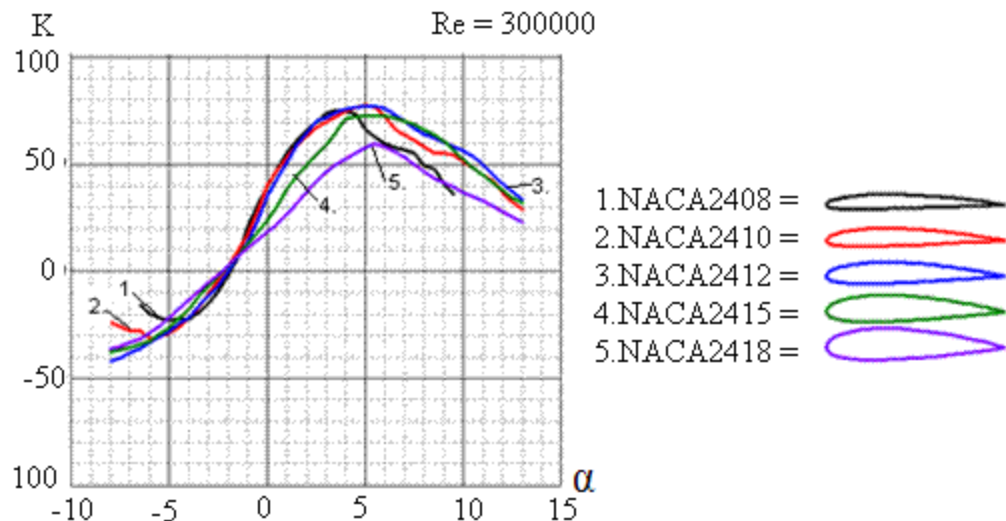


Рис. 1. Залежність $K(\alpha)$ для профілів з різною товщиною

Проте, використання профілів з відносною товщиною меншою за 8%, важко отримати задовільну жорсткість крила. Отже, робочий діапазон відносної товщини крила літака на сонячній енергії знаходиться в межах від 8% до 12%.

Оскільки при виборі профілю існує потреба в порівнянні різних профілів, то всі вимірювання приведені до розміру хорди, а її розмір прийнятий рівним одиниці.

Крім того, в зв'язку з жорсткими обмеженнями по деформації сонячного елемента на поверхні крила елементи можуть бути розміщені по профілю на ділянках, де радіус кривизни не менший допустимого значення для конкретного сонячного елемента ($R(x)$).

Як відомо з диференціальної геометрії [7] верхня твірна профілю, дорівнює:

$$R(x) = \frac{1}{k(x)} = \frac{(\sqrt{1 - y'^2})}{|y''|}, \quad (5)$$

де $y = f(x)$ – рівняння кривої, верхньої твірної профілю.

Залежність радіуса кривизни від відносної координати профілю досліджено на прикладі трьох типових профілів з відносною товщиною 12%: симетричний (NACA0012); випуклий (NACA2412); випукло-ввігнутий, S-подібний (NACA M-27).

Допустимий радіус кривизни стандартної полікристалічної кремнієвої сонячної панелі розмірами 156 x 156 мм становить 400 мм. Слід зауважити, що зазвичай в сучасних конструкціях літальних апаратів зона $X=0,75..1,0$ занята механізацією або органами керування, тому розрахункове значення хорди необхідно збільшити. З рис. 2 визначаємо зони розміщення сонячних панелей: симетричний (NACA0012) – від 0.13 до 0.85

(72% хорди); випуклий (NACA2412) – від 0.25 до 0.85 (63% хорди); випукло-ввігнутий, S-подібний. (NACA M-27) – від 0.41 до 0.85 (44% хорди).

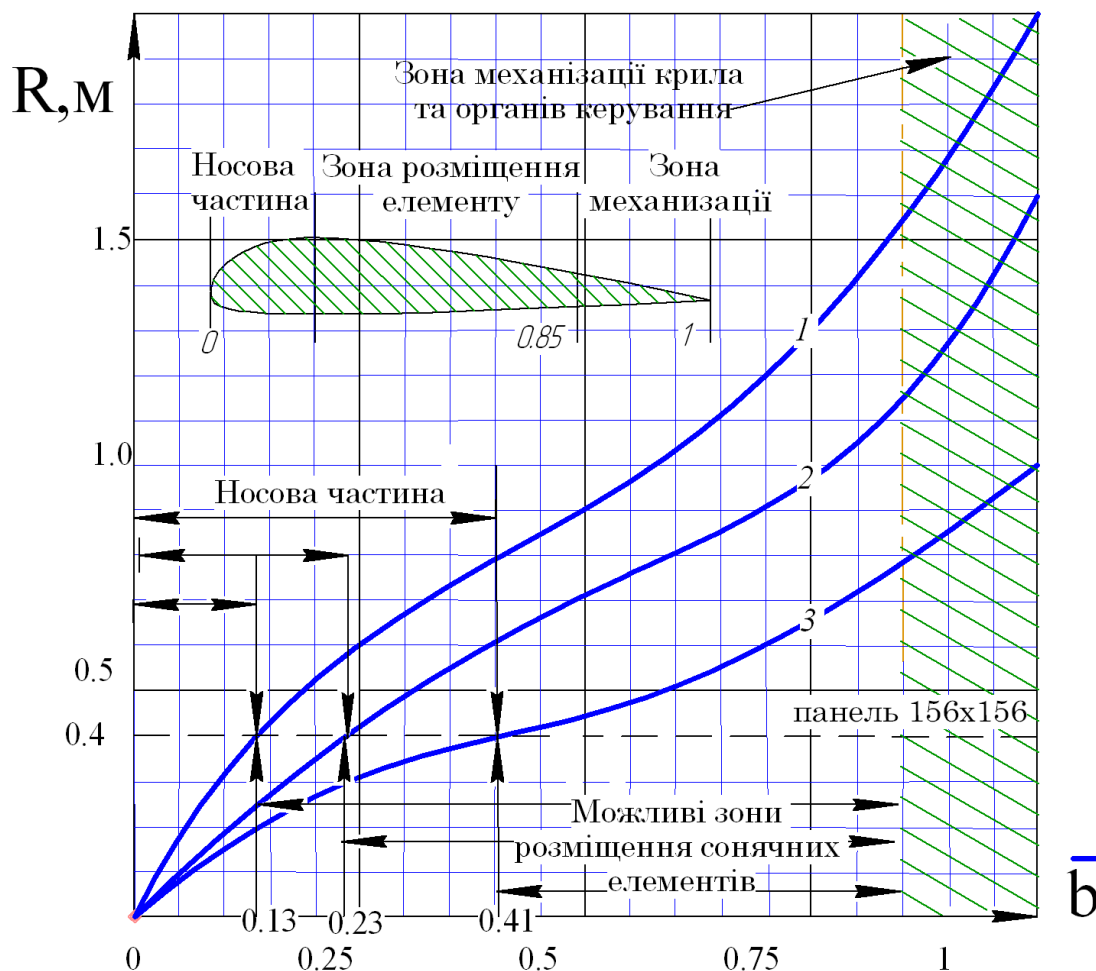


Рис. 2. Залежність $R(x)$ для типових профілів

Кожній зоні, в якій можна розмістити панель 156 x 156 мм, буде відповідати мінімально можливий розмір хорди для кожного з профілів.

1. Симетричний (NACA0012) – $b_{min}=217$ мм.
2. Випуклий(NACA2412) – $b_{min}=248$ мм.
3. Випукло-ввігнутий, S-подібний. (NACA M-27) – $b_{min}=355$ мм.

З урахуванням отриманих результатів значення аеродинамічної якості визначається за формулою [6]:

$$R = \frac{C_y}{C_x} = \frac{C_y}{C_{x_{проф}} + \frac{C_y^2}{\pi\lambda}}, \quad (6)$$

де $C_{x_{проф}}$ – коефіцієнт профільного опору,

$$\frac{C_y^2}{\pi\lambda} = C_{x_{інд}} \quad \text{– коефіцієнт індуктивного опору,}$$

$\lambda = \frac{L^2}{S}$ – видовження крила ($\lambda = \frac{L}{b}$ – для прямокутного крила).

За умови горизонтального польоту на висотах до 1000 м швидкість визначається за формулою [6]:

$$V = \sqrt{\frac{2 \frac{G}{S}}{\rho C_y}}. \quad (7)$$

На основі аналізу існуючих аналогів ЛА (близько 60 аналогів, клас міні БПЛА,) побудовано залежність навантаження на крило (p) від швидкості (V) (рис. 3).

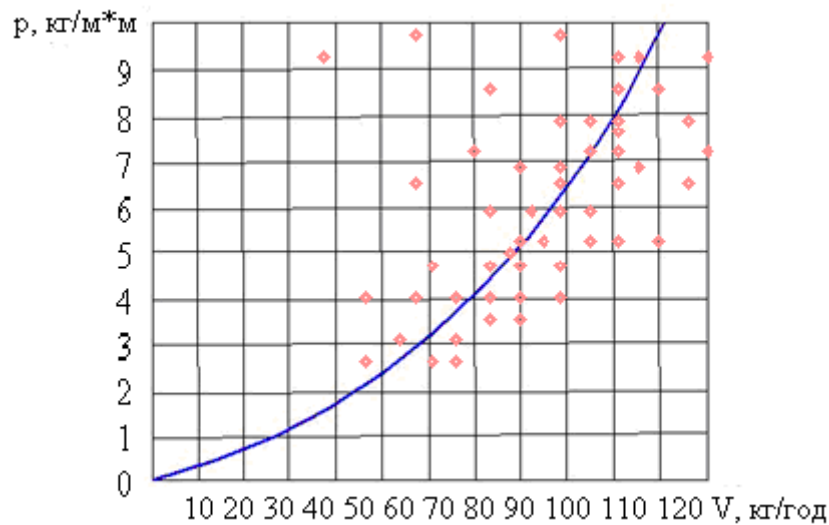


Рис. 3. Залежність навантаження на крило від швидкості польоту $p(V)$

Визначаємо значення коефіцієнта підйомної сили C_y , необхідного для горизонтального польоту [6]:

$$C_y = \frac{1,61p}{V^2}. \quad (8)$$

Маючи всі необхідні величини знаходимо числа Re та будуємо графік залежності коефіцієнта аеродинамічної якості від кута атаки (рис. 4), при відповідних числах Рейнольдса.

$$Re = \frac{bV}{\nu}, \quad (9)$$

де b – хорда, V – швидкість польоту, ν – кінематична в'язкість (для $20^\circ C - \nu = 1.51 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 \cdot \text{с}$).

Розділ 3. Керування

З наведених даних видно, що на польотних кутах атаки випуклий профіль являється оптимальним, оскільки забезпечує максимальне значення аеродинамічної якості в порівнянні з іншими профілями.

Таким чином, наведений алгоритм дозволяє визначити всі базові параметри крила літака на сонячній енергії.

В загальному виді алгоритм вибору параметрів наведений на рис. 5, а приклад реалізації алгоритму в таблиці.

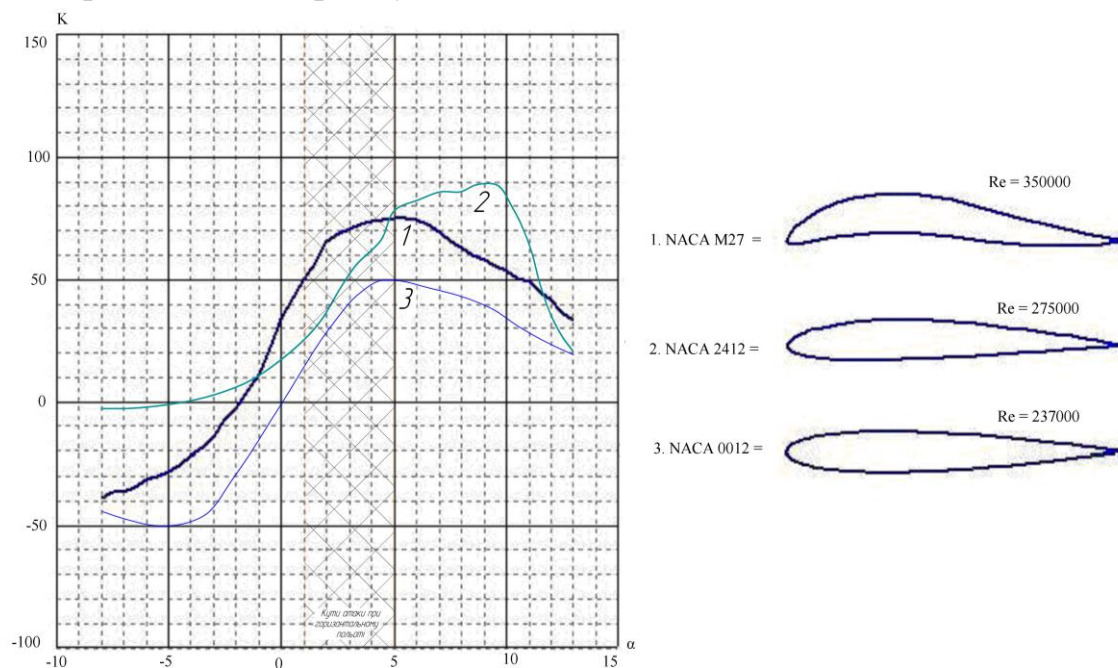


Рис. 4. Залежність $K(\alpha)$ для типових профілів

Таблиця

Параметри крила отримані за допомогою створеного алгоритму

Параметр	Значення для		
	NACA0012	NACA2412	NACA M-37
W , [Вт]	100		
L , [м]	4.4		
S , [м ²]	0.955	1.091	1.474
P , [кг/м ²]	5.24	4.58	3.39
\bar{b} , %	12		
b , [мм]	217	248	355
Re	237000	275000	350000
λ	20	18	13
S_B , [м ²]	0,68		
\bar{f} , %	0	2	8
мах. $K_{\text{проф.}}$	50	75	80
$K_{\text{проф.}}(\alpha_{г.п.})$	1 ⁰	15	50
	1 ⁰	15	25
	2 ⁰	23	37

	3^0	41	71	55
	4^0	48	74	62
	5^0	50	75	80

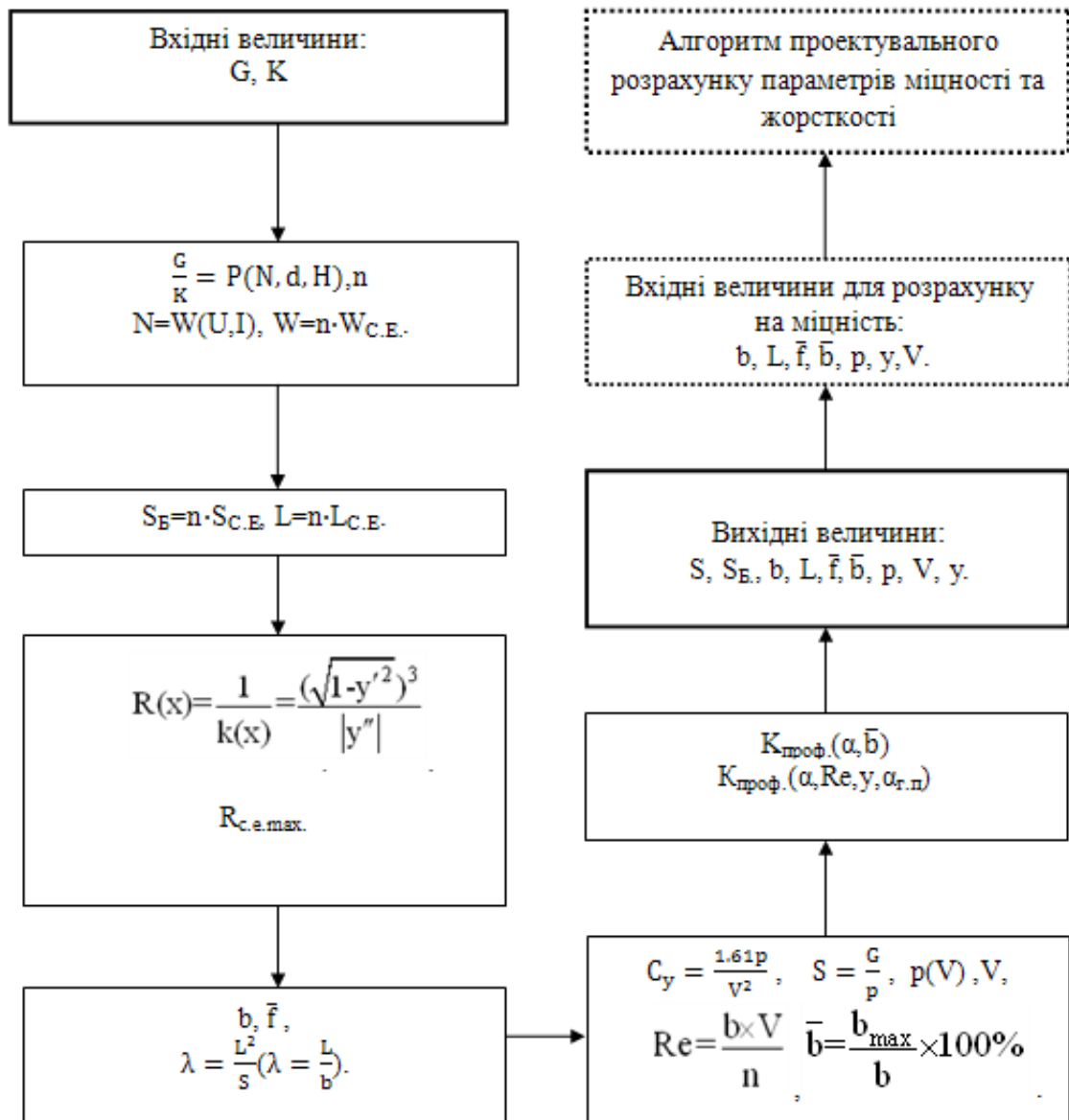


Рис. 5. Алгоритм вибору параметрів крила з сонячними елементами

G – злітна маса ЛА; K – аеродинамічна якість; P – необхідна тяга;
 d – діаметр гвинта; H – крок гвинта; N – потужність силової установки;
 n – кількість сонячних елементів;
 W – потужність сонячної енергоустановки;
 $W_{C.E.}$ – потужність сонячного елемента;
 U – напруга; I – сила струму; S_B – площа під енергоустановку; L – розмах;
 $S_{C.E.}$ – площа сонячного елемента; $L_{C.E.}$ – довжина сонячного елемента;
 $k(x)$ – кривизна; y – твірна профілю; x – відносна координата хорди;
 $R(x)$ – радіус кривизни;
 $R_{c.e.max}$ – максимальний радіус кривизни сонячного елемента;

b – хорда профілю; \bar{b} – відносна товщина;
 \bar{f} – відносна кривизна профілю; λ – видовження; S – площа крила;
 Re – число Рейнольдса; ν – кінематична в'язкість; V – швидкість ЛА;
 p – навантаження на крило; $K_{\text{проф.}}$ – аеродинамічна якість профільна;
 $\alpha_{\text{г.п}}$ – кути атаки крила при горизонтальному польоті.

Висновки

В результаті проведених робіт:

1. встановлено, що робочий діапазон відносної товщини крила літака на сонячній енергії знаходиться в межах від 8% до 12%;
2. визначена залежність радіуса кривизни від відносної координати профілю ($R(x)$) та залежність коефіцієнта аеродинамічної якості від кута атаки $K(\alpha)$ для трьох типових профілів, що дає можливість визначити зону розміщення сонячних елементів та тип профілю крила;
3. запропонований алгоритм для визначення базових параметрів крила літака на сонячній енергії та на його основі проведений розрахунок параметрів крила літака на сонячній енергії.

Список використаної літератури

1. Титоренко В. Н. Анализ состояния исследовательских работ по беспилотным высотным ЛА на солнечной энергии. Тез. докл. XXXVI чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К. Э. Циолковского. Калуга, 2001 г, с. 91-92.
2. Даник Ю. Г. Безпілотні літальні апарати: означення, класифікація, стан та перспективи розвитку і використання// Космічна наука і технологія.- 2008.-№1-С. 30-43.
3. Трофименко А. П. Літаки на сонячних батареях – нові можливості космічної галузі України / А. П. Трофименко //Наука та інновації,2012. № 4, С. 5-9.
4. Сухов В. В., Козей Я. С. Проблеми створення БпЛА на сонячних елементах// Гіротехнології та конструювання літальних апаратів: Тези доп. учасн. XVII наук.-техн. конф. студ. та молодих учених. – К.: ВПІ ВПК «Політехніка», 2014. – 88 с.
5. Сухов В. В., Козей Я. С. Літак на сонячній енергії // Збірник тез науково-технічної конференції викладачів науковців аспірантів студентів ФАКС – К.: ВПІ ВПК «Політехніка», 2014. – 406 с.
6. Егер С. М. Проектирование самолетов: Учебник / С. М. Егер и др., под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
7. Вальков К. И. Лекции по основам геометрического моделирования /Учебное пособие. - Л.: ЛГУ, 1975. – 180 с.